

РАСЧЕТ СПЕКТРАЛЬНОЙ ПЛОТНОСТИ СИЛЫ ИЗЛУЧЕНИЯ ФАКЕЛОВ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ

© 2012 г. А. Д. Тиранов; В. Л. Филиппов, доктор физ.-мат. наук

НПО “Государственный институт прикладной оптики”, г. Казань

E-mail: progipo@tnpko.ru

Предложена модель расчета характеристик излучения ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ). Факел РДТТ рассматривается как газодинамическая система, в которой воедино связаны характеристики полета ракеты, профили распределений скорости, плотности и температуры с параметрами газа на срезе сопла двигателя. Обоснованы сделанные допущения, которые обеспечивают упрощение процедуры вычислений факела в его различных проекциях. Расчеты пространственных распределений яркости факелов в различных условиях показали адекватность модели при сравнении с экспериментальными данными.

Ключевые слова: модель излучения, спектральная плотность силы излучения, комбинированное топливо, сопло.

Коды OCIS: 120.1880; 260.2160.

Поступила в редакцию 18.05.2011.

1. Введение

При разработке моделей излучения факела ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ) необходимо решить задачи распространения в спутном воздушном потоке сверхзвуковой многокомпонентной выхлопной струи, содержащей газовую составляющую и аэрозольные частицы, и переноса излучения факела в многокомпонентной поглощающей и рассеивающей средах [1–3]. Исходя из указанных положений, цель данной работы предусматривала разработку модели с внесением ряда упрощений и обоснование адекватности расчетов излучения факела РДТТ на ее основе в области длин волн 0,4–15,0 мкм. Суть упрощений связана с процедурами вычисления распределения пространственных параметров факела и расчета яркостных характеристик, которые позволяют без больших вычислительных мощностей, требуемых для решения фундаментальных уравнений газодинамики и переноса излучения, рассчитывать адекватные величины яркости факелов ракет. Важным аргументом в пользу применения упрощенного метода для расчета параметров факела служит то, что спектральная плотность силы излучения (СПСИ) факела является функцией пространственных распределений температуры, плотно-

сти газа и частиц, т. е. зависит от этих параметров интегрально.

Как показывает анализ результатов опубликованных работ, для случая наблюдения атакующей ракеты важно знать яркость излучения, создаваемого в основном частицами алюминия. Учет последнего возможен на основе положений теории Ми и модели распределения частиц по размерам Ворстера [4]. В свою очередь методика расчета поля яркости излучения газовой составляющей факела основана на применении известной базы спектроскопических данных атмосферных газов HITRAN и ее высокотемпературного аналога HITEMP.

2. Расчет параметров факела

Факел РДТТ представляет собой “недорасширенный”, сверхзвуковой поток, состоящий из газов с большим содержанием частиц топлива при температурах от 400 до 2500 К. “Недорасширение” потока, являющееся следствием сужения диаметра двигателя к минимуму, вызывает серии косых и нормальных ударных волн, которые наиболее сильны на начальном участке факела и постепенно затухают за счет процессов турбулентной диссипации в переходной зоне факела [5].

В задаче расчета яркости факела РДТТ наибольший интерес представляет течение в основной зоне факела, где происходит интенсивное турбулентное смешение с воздухом и, вследствие этого, догорание топлива, поэтому необходим детальный расчет именно ее параметров.

Факел характеризуется локальной температурой, скоростью и концентрацией составляющих CO_2 , H_2O , CO и др. в осевых сечениях, как функцией радиального расстояния до оси симметрии факела. Описание распределения параметров факела часто сводится к уравнению, аналогичному уравнению теплопроводности, решение которого для основного участка факела дано в [5]. Запишем это решение с учетом некоторой неопределенности формы границы факела как

$$\Phi_i = \frac{i - i_1}{i_0 - i_1} = \left[1 - \exp\left(-\frac{G_1}{x^2}\right) \right] \exp\left(-\frac{G_2 r^2}{x^\gamma}\right), \quad (1)$$

где индекс $i = v, T, \rho$ и соответствует значениям избыточной скорости (v), температуры торможения (T) и плотности (концентрации) компонентов факела (ρ); x и r – продольная и радиальная координаты, G_1 и G_2 – переменные, зависящие от диаметра выходного сечения сопла, параметров газа на его срезе и скорости полета ракеты; γ – параметр, который можно связать со степенью нерасчетности струи. Тогда границы факела могут быть аппроксимированы зависимостью

$$r_{\Gamma} = x^{\gamma/2} / \sqrt{CG_2},$$

где C – численный коэффициент, зависящий от соотношения переменных G_1 и G_2 , а $\gamma < 2$.

Коэффициент турбулентной вязкости факела ε_0 является сложной функцией отношений параметров газа на срезе сопла и в окружающей среде и определяется соотношением [6]

$$\varepsilon_0 = 0,005 f_v f_n f_\rho f_m, \quad (2)$$

где f_v – функция отношения скорости газа на срезе сопла к скорости окружающей среды, f_n – функция отношения давления газа на срезе сопла к давлению окружающей среды, f_ρ – функция отношения плотности газа на срезе сопла к плотности воздуха, f_m – функция отношения скорости газа на срезе сопла к местной скорости звука.

Вычисления выполнялись для нескольких выбранных линий наблюдения, пересекающих ось факела с боковой стороны, и обнаруживали различные максимумы газовой температуры

в диапазоне от 1800 до 2500 К. Каждая линия наблюдения разделялась на газовые сегменты с постоянными значениями параметров. В частности, при обсуждаемых вычислениях использовалось до 50 сегментов.

Следует упомянуть, что в расчетах, основанных на использовании выражений (1) и (2), не учитывается распад факела из-за внешней турбулентности среды и его ветровой снос, влиянием которых можно пренебречь при типичных скоростях ракеты, составляющих сотни метров в секунду.

3. Методика расчета излучения факела

Как уже было отмечено, факел РДТТ образуется при истечении продуктов горения топлива (ПГТ) из сопла двигателя и обдуве ПГТ потоком воздуха, скорость которого равна скорости движения ракеты. В результате турбулентного смешения, наиболее интенсивного в переходной и основной зонах факела, происходит проникновение компонентов воздуха в состав ПГТ, окисление его горючих компонентов кислородом воздуха и возникает диффузионное пламя. Реакции окисления горючих компонентов ПГТ являются экзотермическими, поэтому температура диффузионного пламени факела много больше температуры ПГТ [7].

Локальные оптические свойства факела могут быть определены исходя из температуры, давления и концентрации молекулярных компонентов и излучения аэрозольных частиц.

Для расчета СПСИ в общем случае необходимо решать систему интегродифференциальных уравнений переноса излучения с учетом направленности, поглощения и рассеяния частицами. В первом приближении факел можно считать оптически тонким и, при допущении, что значение СПСИ факела определяется излучением только компонентов диффузионного пламени, выражение для вычисления СПСИ в точке r представить в виде [5]

$$I_\lambda(r, \varphi) = L_\lambda(r) \varepsilon_\lambda(r, \varphi) S(r, \varphi),$$

где $S(r, \varphi)$ – площадь проекции диффузионного пламени, соответствующего точке r , на плоскость, нормальную линии визирования; $L_\lambda(r)$ – спектральная плотность энергетической яркости черного тела при температуре в точке r , $\varepsilon_\lambda(r, \varphi)$ – спектральный коэффициент направленного излучения компонентов диффузионного пламени факела, связанный с оптической

плотностью $D_\lambda(r, \varphi)$ диффузионного пламени выражением

$$\varepsilon_\lambda(r, \varphi) = 1 - \exp(-D_\lambda(r, \varphi)). \quad (3)$$

Значение оптической плотности диффузионного пламени факела в (3) равно сумме двух составляющих, одна из которых $D_\lambda^{\Gamma}(r, \varphi)$ определяется излучением газообразных компонентов ПГТ; значение второй составляющей $D_\lambda^K(r, \varphi)$ определяется излучением конденсированных (аэрозольных) компонентов диффузионного пламени. При этом значение $D_\lambda^{\Gamma}(r, \varphi)$ можно записать в виде соотношения

$$D_\lambda^{\Gamma}(r, \varphi) = b(r, \varphi)\alpha_\lambda,$$

где $b(r, \varphi)$ – толщина диффузионного пламени в направлении линии визирования факела РДТТ в точке r , α_λ – спектральный показатель поглощения газообразных компонентов диффузионного пламени.

Детальные спектральные параметры полос излучения в области длин волн 0,4–15 мкм, включая волновое число, их интенсивность, полуширину полос излучения основных видов молекул, для невысоких температур содержит широко доступная база данных HITRAN [8]. Характеристики линии при более высоких температурах (до 2500 К) заимствованы из базы данных HITEMP [9]. При этом значения показателя поглощения определялись из указанных выше баз данных усреднением для конкретного участка длин волн.

Проинтегрировав по всей длине луча l_0 выражение для излучения элементарного объема слоя, достигающего наружной границы факела, получим суммарную интенсивность монохроматического излучения неоднородной поглощающей и излучающей сред

$$I_\lambda = \int_0^{l_0} k_\lambda I_\lambda^0 \exp\left(-\int_0^{l_0} k_\lambda dx\right) dx. \quad (4)$$

Полная энергия излучения E , исходящего от наружной поверхности неоднородной струи в заданном направлении, определяется соотношением

$$E = \int_0^\infty \int_0^{l_0} k_\lambda I_\lambda^0 \exp\left(-\int_0^{l_0} k_\lambda dx\right) dx d\lambda. \quad (5)$$

Зная закон изменения коэффициента ослабления по ходу луча, можно рассчитать величины I_λ и E .

Если представить себе неоднородную поглощающую и излучающую среду, состоящую из ряда зон, в пределах каждой из которых температура T и коэффициент ослабления k_λ могут быть приняты постоянными, то интенсивности исходящего излучения в направлении l от отдельных слоев будут определяться следующим образом:

от первого слоя

$$\Delta I_\lambda^1 = a_\lambda^1 I_\lambda^0(T_1) \left[(1 - a_\lambda^2)(1 - a_\lambda^3) \dots (1 - a_\lambda^n) \right],$$

от второго слоя

$$\Delta I_\lambda^2 = a_\lambda^2 I_\lambda^0(T_2) \left[(1 - a_\lambda^3)(1 - a_\lambda^4) \dots (1 - a_\lambda^n) \right], \quad (6)$$

от n -го слоя

$$\Delta I_\lambda^n = a_\lambda^n I_\lambda^0(T_n).$$

На основании свойства аддитивности лучистых потоков спектральную интенсивность излучения, исходящего от границы неоднородной n -зонной среды в направлении l , можно записать в виде суммы

$$I_\lambda = \Delta I_\lambda^1 + \Delta I_\lambda^2 + \dots + \Delta I_\lambda^n = \sum_{i=1}^n \Delta I_\lambda^i, \quad (7)$$

где $\Delta I_\lambda^i = a_\lambda^i I_\lambda^0(T_i) \prod_{j=i+1}^n (1 - a_\lambda^j)$ – интенсивность излучения, проникающего через границу среды, i -го слоя. Подставляя (6) в уравнение (7), получаем окончательно

$$I_\lambda = \sum_{i=1}^n a_\lambda^i I_\lambda^0(T_i) \prod_{j=i+1}^n (1 - a_\lambda^j). \quad (8)$$

Частицы в факеле играют основную роль в переносе излучения. В случае РДТТ это чаще всего оксид алюминия, образовавшийся при добавлении алюминия в топливо для увеличения тяги. Оптические свойства частиц могут быть определены из показателя преломления частиц с использованием теории рассеяния Ми, успешно примененной в затронутой проблеме многими авторами [4, 10]. При задании модели спектра распределения частиц по размерам в факеле РДТТ эта теория может быть использована для расчета эффективных оптических свойств и индикатрис рассеяния.

Выше отмечалось, что спектр размеров частиц в факеле РДТТ адекватно определяет распределение аэрозоля в виде эффективных сфер согласно модели Ворстера [4]:

$$\frac{dN}{dD} = fAe^{-AD},$$

где параметры f и A используются для нормировки, D – размер частиц, N – объемная или поверхностная плотность молекул

Чтобы обеспечить адекватность значений концентраций частиц Al_2O_3 реальным образцам топлив РДТТ, с учетом рекомендаций [4] нами были приняты значения $A = 1 \text{ мкм}^{-1}$ и $f = 2,97 \times 10^6$.

4. Результаты и обсуждение

Для апробации представленной модели были использованы данные о топливах и параметрах ракет, приведенные в таблице.

Рисунок 1 иллюстрирует рассчитанные значения СПСИ для различных углов наблюдения в диапазоне длин волн 3,5–3,9 мкм без учета излучения частиц (1) и с его учетом (2).

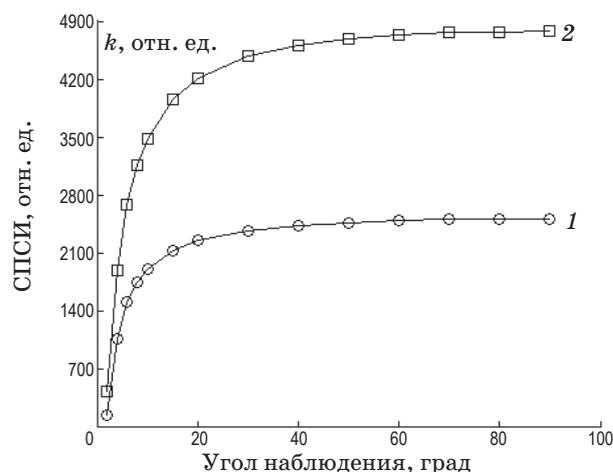


Рис. 1. Рассчитанная СПСИ для различных углов визирования в диапазоне 3,5–3,9 мкм без учета аэрозольного компонента факела (кривая 1) и с его учетом (кривая 2).

На рис. 2 приведены примеры расчета СПСИ факела ракетного двигателя, работающего на смесевом алюминизированном топливе, без

Основные характеристики топлива РДТТ и исходные данные для расчетов [2]

Тип топлива	P , кПа	v , м/с	R , мм	T , К	Компоненты на срезе сопла, мольные доли				
					HCl	H ₂ O	CO ₂	CO	Al ₂ O ₃
AP-AL-НТРВ	200	2404	16	2327	0,157	0,337	0,177	0,210	0,096
AP-НТРВ	168	2388	16	1630	0,192	0,421	0,153	0,067	0
AP-НВ-НТРВ	420	2200	13	1805	0,183	0,427	0,145	0,077	0
GAP-AN	60	2200	22	789	0	0,394	0,077	0,134	0

Примечание. P , v и T – соответственно давление, скорость и температура газов на срезе сопла, R – радиус сопла.

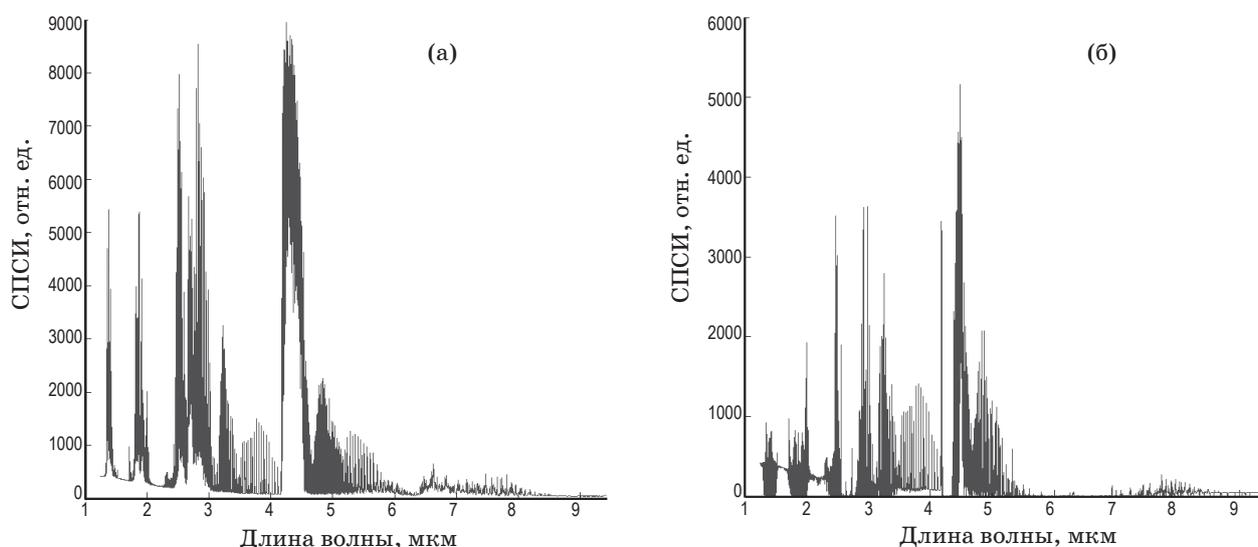


Рис. 2. Расчет СПСИ факела без учета ослабления атмосферой (а) и с ее учетом (б).

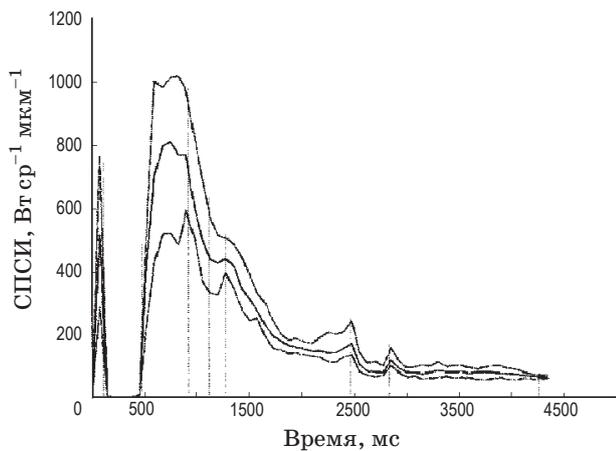


Рис. 3. Усредненные экспериментальные данные о временной динамике СПСИ факела РДТТ.

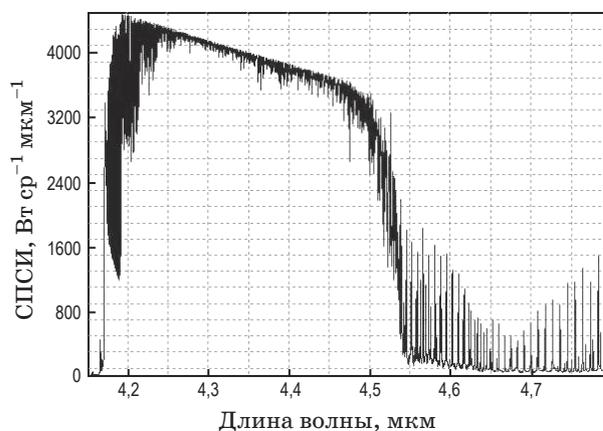


Рис. 4. Результаты расчета СПСИ для стартового режима работы двигателя с расходом смешанного металлизированного топлива 1 кг/с, при угле наблюдения 30°.

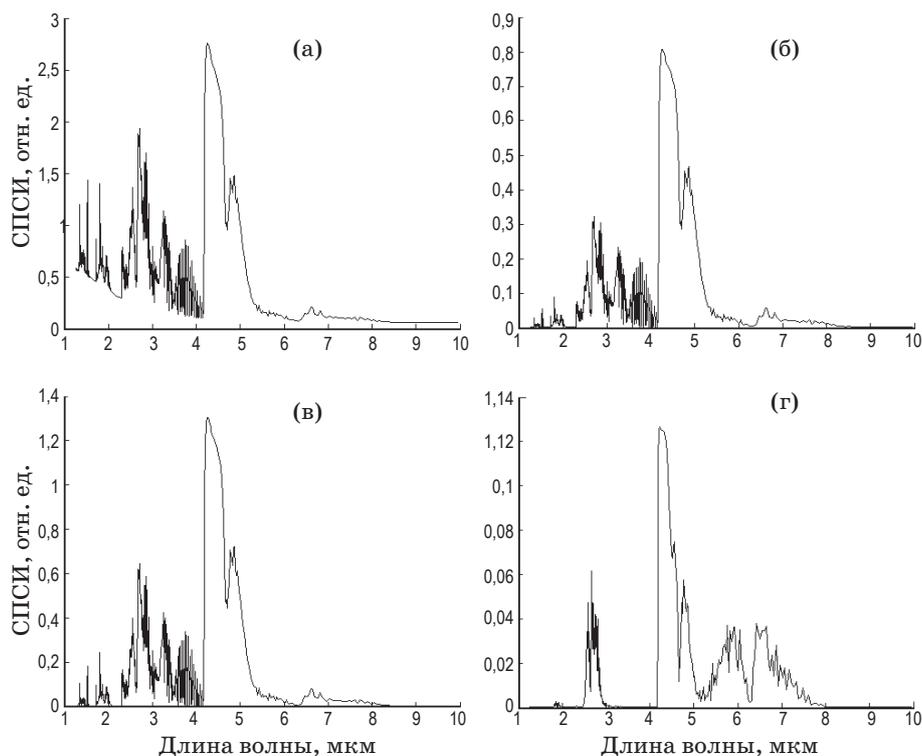


Рис. 5. Расчеты СПСИ для двигателей, работающих на алюминизированном композитном топливе НТРВ-АР-АЛ (а), неалюминизированном композитном топливе НТРВ-АР (б), быстрогорящем неалюминизированном композитном топливе НТРВ-АР-НВ (в) и композитном топливе, содержащем полимер глицидил азид (GAP) и нитрат аммония (АН) (г).

учета атмосферы, а также для условий его наблюдения на расстоянии 500 м.

По известным авторам результатам полевых испытаний (рис. 3) среднее по пускам значение СПСИ для интервала длин волн 4,3–4,8 мкм в первую секунду работы двигателя при угле визирования около 30° составляет порядка 900 Вт/ср. Для сравнения был проведен расчет для стартового режима работы двигателя с расходом смешанного металлизирован-

ного топлива 1 кг/с. Результаты расчета представлены на рис. 4. Интегральное значение СПСИ, рассчитанное по указанному спектру, составляет 1160 Вт/ср и соответствует экспериментальным данным.

В настоящее время проявляется интерес к идентификации типа ракет по спектральному составу излучения их факелов. Причем модельные расчеты показывают, что признаком, отличающим РДТТ с различными типами то-

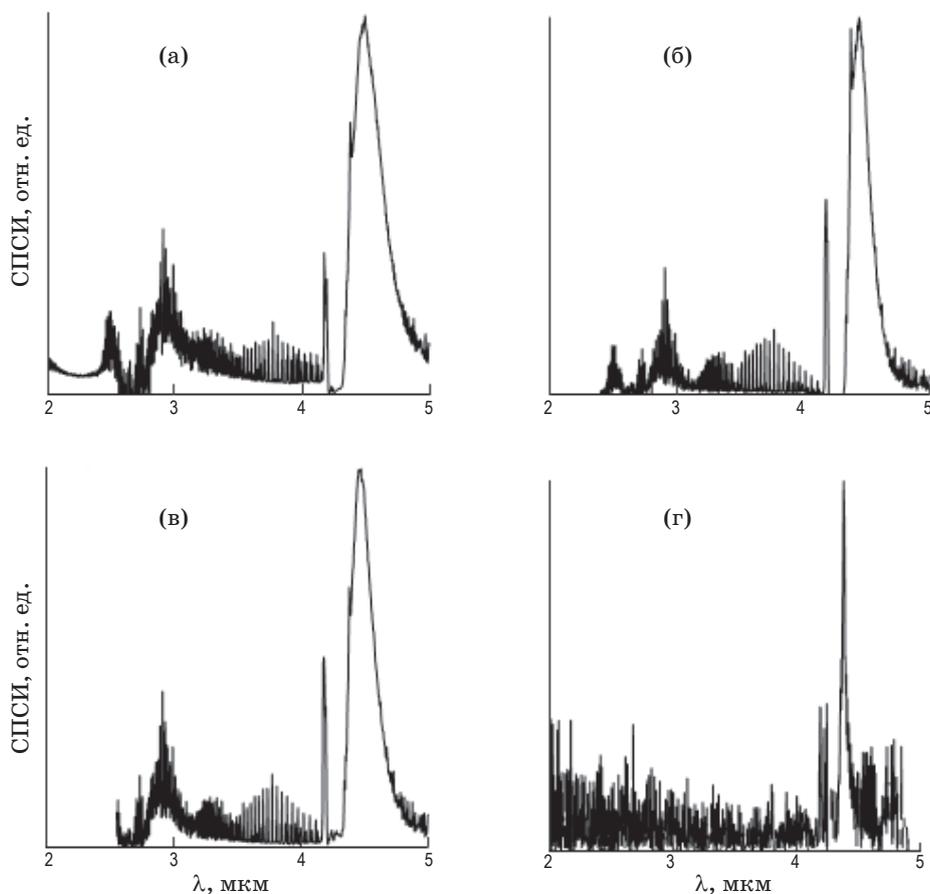


Рис. 6. Характерные примеры измеренных СПСИ для различных типов топлива, приведенных в таблице. а – AP-AL-HTPB, б – AP-HTPB, в – AP-HTPB, стартовый режим, г – GAP-AN.

плива, кроме спектрального состава, может служить величина общей интенсивности излучения факела. Указанное обстоятельство поясняет рис. 5, из которого следует, что, например, излучение РДТТ в случае алюминизированного топлива (HTPB-AP-AL) на два порядка меньше по сравнению с излучением в случае топлива типа GAP-AN. В данном вопросе полезно сравнение расчетов с доступными экспериментальными материалами. Эту возможность предоставляет рис. 6, опубликованный авторами [1].

Представленные материалы позволяют авторам утверждать о достаточно высокой адек-

ватности результатов расчета по предложенной модели. Дальнейшим ее уточнением должен стать учет влияния на величину СПСИ нагретого сопла, особенно если радиальные интенсивности излучения сопла сравнимы с излучением самого факела. Следует иметь в виду, что излучение сопла может быть рассеяно близлежащей частью факела в направлениях, в которых ядро факела не находится в прямой видимости. Этот эффект важен в случае малых углов наблюдения, при которых большая часть горячего ядра факела закрывается корпусом ракеты.

* * * * *

ЛИТЕРАТУРА

1. Rapanotti J., Gilbert B., Richer G., Stowe R. IR sensor design insight from missile plume prediction models // Proc. SPIE. 2002. V. 4718. P. 289–298.
2. Neele F., Schleijsen R. Electro-optical missile plume detection // Proc. SPIE. 2003. V. 5075. P. 270–280.
3. Аэродинамика ракет / Под ред. Хемша М., Нилсена Дж. М.: Мир, 1989. 512 с.

4. *Lyons B., Wormhoudt J., Kolb E.* Calculation of visible radiation from missile plumes // AIAA. 1981. V. 81. P. 1111.
 5. *Алексеев О.А., Валеев Ш.Ш., Поликарпов А.А., Тиранов А.Д., Филиппов В.Л.* Методика расчета излучения факела ракетного двигателя на твердом топливе // Оборонная техника. 2010. № 6/7. С. 13–18.
 6. *Шипунов А.Г., Семашкин Е.Н.* Оптические линии связи малогабаритных управляемых ракет в условиях действия помех двигательных установок. М.: НТЦ “Информтехника”, 2000. 180 с.
 7. *Алексеев О.А.* Математическая модель спектральной плотности силы излучения факелов, образующихся при стационарном режиме горения топлив // Оптический журнал. 1998. Т. 65. № 1. С. 51–54
 8. *Танташев М.В., Трухина Н.Ю., Филиппов В.Л.* Оптические модели атмосферы. Анализ, пути развития // Оборонная техника. 2010. № 6/7. С. 3–12.
 9. *Rothman L.S.* The HITRAN 2008 molecular spectroscopic database // Journal of Quantitative Spectroscopy & Radiative Transfer. 2009. V. 110. P. 533–572.
 10. *Guobiao C., Dingqiang Z., Xiaoying Z.* Numerical simulation of the infrared radiative signatures of liquid and solid rocket plumes // Aerospace Science and Technology. 2007. V. 11. P. 473–480.
-